



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118564352 A

(43) 申请公布日 2024. 08. 30

(21) 申请号 202410763274.X

(22) 申请日 2024.06.13

(71) 申请人 中国航发四川燃气涡轮研究院  
地址 610500 四川省成都市新都区学府路  
999号

(72) 发明人 王波 贺进 沈雪松 赵龙波  
董海滨

(74) 专利代理机构 北京清大紫荆知识产权代理  
有限公司 11718  
专利代理师 张梦龙

(51) Int. Cl.  
F02C 9/28 (2006.01)  
F02C 9/44 (2006.01)  
F02K 3/075 (2006.01)

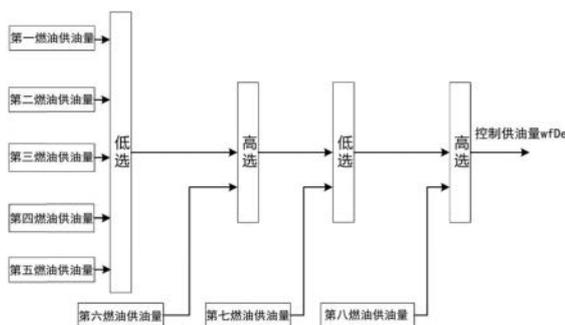
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

一种航空发动机加速限制方法

(57) 摘要

本发明提供一种航空发动机加速限制方法,涉及航空发动机技术领域,包括:接收飞控指令,根据飞控指令计算第一燃油供油量并执行单/双外涵工作模式转换;实时检测实际模式选择阀的位置状态和转速反馈值;根据所述模式选择阀的位置状态判断发动机当前状态是否满足执行单/双外涵的模式切换条件;根据所述模式选择阀的位置状态计算第二燃油供油量、第三燃油供油量、第四燃油供油量,并结合第一供油量、第五供油量取五者中最小值,再与第六供油量比较取最大值,再与第七供油量取最小值,比较结果与第八供油量取最大值作为控制供油量输出;根据转速差判断发动机是否处于加减速状态。本发明解决了双外涵发动机加减速过程可能带来的安全性问题。



1. 一种航空发动机加速限制方法,其特征在于,包括:

步骤1、接收飞控指令,根据飞控指令计算第一燃油供油量,并执行单/双外涵工作模式转换;

步骤2、实时检测实际模式选择阀的位置状态和转速反馈值,所述模式选择阀的位置状态为关闭和非关闭两种状态,所述转速反馈值为转速传感器检测到的转速信号 $N_2$ ;

步骤3、根据所述模式选择阀的位置状态,判断发动机当前状态是否满足执行单/双外涵的模式切换条件,若满足所述模式切换条件,则进行模式切换,若不满足,则保持现有状态;

步骤4、根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的相对物理转速执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大相对物理转速 $N_{2,max}$ ,根据所述最大相对物理转速 $N_{2,max}$ ,计算获得第二燃油供油量;

根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的排气温度执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大排气温度 $T_{5,max}$ ,根据所述最大排气温度 $T_{5,max}$ ,计算获得第三燃油供油量;

根据设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的压气机出口压力 $P_{3,max}$ ,计算获得第四燃油供油量;

根据设定的最大供油量限制 $w_{f,max}$ ,计算获得第五燃油供油量;

将所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量、所述第四燃油供油量以及所述第五燃油供油量进行对比,将对比结果的最小值作为中间供油量 $w_{fDem,zj1}$ ;

步骤5、基于发动机动态模型,制定减速限制计划 $w_{fDemDec} = f_5(N_2, T_2, P_3)$ ,和加速限制计划 $w_{fDemAcc} = f_4(N_2, T_2, P_3)$ ,并实时获取机载运行参数,根据所述机载运行参数实时计算第六燃油供油量和第七燃油供油量;

步骤6、计算转速给定值 $N_{2Dem}$ 与实际的转速值 $N_2$ 之间的差值,将所述差值与设定的转差阈值进行比较,若所述差值大于设定的转差阈值,则判断为加减速状态,若所述差值小于设定的转差阈值,则判断为稳态;

若处于加减速状态,则实时比较所述第六燃油供油量与所述中间供油量 $w_{fDem,zj1}$ 的大小,取比较结果的最大值作为输出供油量 $w_{fDem,zj2}$ ;将所述输出供油量 $w_{fDem,zj2}$ 与第七燃油供油量进行比较,取比较结果的最小值作为输出供油量 $w_{fDem,zj3}$ ;将所述输出供油量 $w_{fDem,zj3}$ 与第八燃油供油量进行比较,取比较结果的最大值作为控制供油量 $w_{fDem}$ 。

2. 根据权利要求1所述的发动机加速限制方法,其特征在于,所述机载运行参数包括:高压转子转速 $N_2$ 、转差值、CDFS进口总压 $P_{23}$ 、CDFS进口静压 $P_{s23}$ ,CDFS出口总压 $P_{25}$ ,模式选择阀后端混合室静压 $P_{s225}$ 。

3. 根据权利要求1所述的航空发动机加速限制方法,其特征在于,根据经典控制理论算法,通过控制系统分别计算所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量以及所述第四燃油供油量。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机加速限制方法,其特征在于,步骤2中,通过位移传感器实时检测模式选择阀的位置状态。

5. 根据权利要求1所述的航空发动机加速限制方法,其特征在于,步骤3中,所述模式切换条件的判断公式为: $M_p = f_1(N_2, \pi_{cdf_s}, Ra, dN_2/dt)$ ;

其中,  $M_p$ 表示模式切换条件的类标识符,  $f_1$ 表示判断函数,  $N_2$ 表示高压转子相对换算转速,  $\pi cdfs$ 表示CDFS总压比,  $R_a$ 表示模式选择阀回流裕度,  $dN_2/dt$ 为对 $N_2$ 求微分, 表示相对转速变量率;

当 $dN_2/dt < \text{定值}$ , 且 $N_2$ 、 $\pi cdfs$ 、 $R_a$ 分别满足设定的可转换阈值, 则置 $M_p$ 为“1”, 表示满足模式切换条件; 若 $dN_2/dt \nless \text{定值}$ , 则置 $M_p$ 为“0”, 表示不满足模式切换条件。

6. 根据权利要求1所述的航空发动机加速限制方法, 其特征在于, 步骤4中, 最大相对物理转速 $N_2.\text{max}$ 执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组, 该限制计划数组采用分段式数组, 根据所述模式选择阀的位置状态确定最大相对物理转速 $N_2.\text{max}$ 执行对应的数组。

7. 根据权利要求1所述的航空发动机加速限制方法, 其特征在于, 步骤6中, 将所述差值与设定的转差阈值进行比较, 若所述差值小于设定的转差阈值, 则判断为稳态;

若判断为稳态, 则输出供油量按第一燃油供油量执行, 所述第一燃油供油量由油门杆位置与转速闭环计算得到。

8. 根据权利要求7所述的航空发动机加速限制方法, 其特征在于, 步骤1中, 所述飞控指令包括油门杆指令 $P1a$ 和模式转换指令; 控制系统根据油门杆指令 $P1a$ 计算转速给定值 $N_2\text{Dem}$ , 并根据控制算法计算得到第一燃油供油量。

## 一种航空发动机加速限制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,具体涉及一种航空发动机加速限制方法。

### 背景技术

[0002] 目前,带CDFS(核心机驱动风扇级)的双外涵航空发动机结构具有两种工作模式:单外涵工作模式和双外涵工作模式。单外涵工作模式为单外涵工作大功率状态,该工作模式可以获得持续可靠的高单位推力;双外涵工作模式为双外涵工作小功率状态,该工作模式可以获得较高经济性和长寿命。在上述两种工作模式切换时为保证飞机飞行安全、稳定,设定诸多限制,其中加速限制计划为其中一种保护控制方法。

[0003] 航空发动机双外涵工作模式并不能适用所有飞行包线,为满足飞行包线内发动机工作在近似最优状态,需要实现双外涵与单外涵的模式切换,存在模式切换控制。模式切换控制必须满足两种工作状态,其一是稳态下进行模式切换控制,这种切换可以接收飞行员操作指令完成,安全性比较高;其二是加速过程进行模式切换控制,切换风险较高,可能导致发动机进气畸变或喘振,必须采取合理的控制计划进行保护。

[0004] 根据双外涵发动机模式切换参数的变化特点和安全性需求,双外涵发动机单外涵状态可以运行在全工况,而双外涵状态只能运行在设定转速以下状态,因此,当要从双外涵状态加速到中间状态,必然要进行模式切换,而在加速过程采取保护控制,设计合理的限制控制计划非常必要。

### 发明内容

[0005] 有鉴于此,本申请实施例提供一种航空发动机加速限制方法,以解决双外涵发动机加速过程可能带来的安全性问题。

[0006] 本申请实施例提供以下技术方案:一种航空发动机加速限制方法,包括:

[0007] 步骤1、接收飞控指令,根据飞控指令计算第一燃油供油量,并执行单/双外涵工作模式转换;

[0008] 步骤2、实时检测实际模式选择阀的位置状态和转速反馈值,所述模式选择阀的位置状态为关闭和非关闭两种状态,所述转速反馈值为转速传感器检测到的转速信号 $N_2$ ;

[0009] 步骤3、根据所述模式选择阀的位置状态,判断发动机当前状态是否满足执行单/双外涵的模式切换条件,若满足所述模式切换条件,则进行模式切换,若不满足,则保持现有状态;

[0010] 步骤4、根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的相对物理转速执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大相对物理转速 $N_{2,max}$ ,根据所述最大相对物理转速 $N_{2,max}$ ,计算获得第二燃油供油量;

[0011] 根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的排气温度执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大排气温度 $T_{5,max}$ ,根据所述最大排气温度 $T_{5,max}$ ,计算获得第三燃油供油量;

[0012] 根据设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的压气机出口压力 $P3.max$ ,计算获得第四燃油供油量;

[0013] 根据设定的最大供油量限制 $wf.max$ ,计算获得第五燃油供油量;

[0014] 将所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量、所述第四燃油供油量以及所述第五燃油供油量进行对比,将对比结果的最小值作为中间供油量 $wfDem.zj1$ ;

[0015] 步骤5、基于发动机动态模型,制定减速限制计划 $wfDemDec=f_5(N2,T2,P3)$ ,和加速限制计划 $wfDemAcc=f_4(N2,T2,P3)$ ,并实时获取机载运行参数,根据所述机载运行参数实时计算第六燃油供油量和第七燃油供油量;

[0016] 步骤6、计算转速给定值 $N2Dem$ 与实际的转速值 $N2$ 之间的差值,将所述差值与设定的转差阈值进行比较,若所述差值大于设定的转差阈值,则判断为加减速状态,若所述差值小于设定的转差阈值,则判断为稳态;

[0017] 若处于加减速状态,则实时比较所述第六燃油供油量与所述中间供油量 $wfDem.zj1$ 的大小,取比较结果的最大值作为输出供油量 $wfDem.zj2$ ;将所述输出供油量 $wfDem.zj2$ 与第七燃油供油量进行比较,取比较结果的最小值作为输出供油量 $wfDem.zj3$ ;将所述输出供油量 $wfDem.zj3$ 与第八燃油供油量进行比较,取比较结果的最大值作为控制供油量 $wfDem$ 。

[0018] 根据本申请一种实施例,所述机载运行参数包括:高压转子转速 $N2$ 、转差值、CDFs进口总压 $P23$ 、CDFs进口静压 $Ps23$ ,CDFs出口总压 $P25$ ,模式选择阀后端混合室静压 $Ps225$ 。

[0019] 根据本申请一种实施例,根据经典控制理论算法,通过控制系统分别计算所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量以及所述第四燃油供油量。

[0020] 根据本申请一种实施例,步骤2中,通过位移传感器实时检测模式选择阀的位置状态。

[0021] 根据本申请一种实施例,步骤3中,所述模式切换条件的判断公式为: $Mp=f_1(N2,\pi cdfs,Ra,dN2/dt)$ ;

[0022] 其中, $Mp$ 表示模式切换条件的类标识符, $f_1$ 表示判断函数, $N2$ 表示高压转子相对换算转速, $\pi cdfs$ 表示CDFs总压比, $Ra$ 表示模式选择阀回流裕度, $dN2/dt$ 为对 $N2$ 求微分,表示相对转速变量率;

[0023] 当 $dN2/dt < \text{定值}$ ,且 $N2$ 、 $\pi cdfs$ 、 $Ra$ 分别满足设定的可转换阈值,则置 $Mp$ 为“1”,表示满足模式切换条件;若 $dN2/dt \nless \text{定值}$ ,则置 $Mp$ 为“0”,表示不满足模式切换条件。

[0024] 根据本申请一种实施例,步骤4中,最大相对物理转速 $N2.max$ 执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,该限制计划数组采用分段式数组,根据所述模式选择阀的位置状态确定最大相对物理转速 $N2.max$ 执行对应的数组。

[0025] 根据本申请一种实施例,步骤6中,将所述差值与设定的转差阈值进行比较,若所述差值小于设定的转差阈值,则判断为稳态;

[0026] 若判断为稳态,则输出供油量按第一燃油供油量执行,所述第一燃油供油量由油门杆位置与转速闭环计算得到。

[0027] 根据本申请一种实施例,步骤1中,所述飞控指令包括油门杆指令 $P1a$ 和模式转换指令;控制系统根据油门杆指令 $P1a$ 计算转速给定值 $N2Dem$ ,并根据控制算法计算得到第一

燃油供油量。

[0028] 与现有技术相比,本说明书实施例采用的上述至少一个技术方案能够达到的有益效果至少包括:本发明实施例提出一种专门用于双外涵发动机的加速限制计划,明确了双外涵发动机加速限制计划使用方法,对双外涵发动机加速过程,预判了加速时模式转换带来的风险,并采取保护措施,提高了运行安全性。

### 附图说明

[0029] 为了更清楚地说明本申请实施例的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0030] 图1是本发明实施例的航空发动机加速限制方法原理示意图。

### 具体实施方式

[0031] 下面结合附图对本申请实施例进行详细描述。

[0032] 以下通过特定的具体实例说明本申请的实施方式,本领域技术人员可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本申请的其他优点与功效。显然,所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。本申请还可以通过另外不同的具体实施方式加以实施或应用,本说明书中的各项细节也可以基于不同观点与应用,在没有背离本申请的精神下进行各种修饰或改变。需说明的是,在不冲突的情况下,以下实施例及实施例中的特征可以相互组合。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0033] 如图1所示,本发明实施例提供了一种航空发动机加速限制方法,包括:

[0034] 步骤1、接收飞控指令,根据飞控指令计算第一燃油供油量和执行单/双外涵工作模式转换;

[0035] 步骤1中,所述飞控指令,包括油门杆指令 $P1a$ ,模式转换指令 $MB$ 。控制系统根据油门杆指令 $P1a$ 计算给定转速 $N2Dem=f_0(P1a)$ ,并根据控制算法计算得到第一燃油供油量。

[0036] 所述模式转换指令 $MB$ ,根据飞行员操作指令给出双外涵航空发动机应处于单外涵或双外涵工作模式;

[0037] 步骤2、实时检测实际模式选择阀的位置状态和转速反馈值,所述模式选择阀的位置状态为关闭和非关闭两种状态,用 $Msv$ 表示;所述转速反馈值为转速传感器检测到的转速信号 $N2$ ;

[0038] 所述模式选择阀的位置状态采用线位移传感器实时检测并反馈位置信号,当位移信号为0表示模式选择阀处于全部关闭, $Msv=0$ ,当位移信号不为0表示模式选择阀处于非关闭状态, $Msv=1$ 。

[0039] 步骤3、根据所述模式选择阀的位置状态,判断发动机当前状态是否满足执行单/双外涵的模式切换条件,若满足所述模式切换条件,则进行模式切换,若不满足,则保持现有状态;

[0040] 所述模式切换条件的判断公式根据当前发动机状态参数判断,具体公式为: $Mp=f_1(N2, \pi cdfs, Ra, dN2/dt)$ ;若 $Mp$ 为“1”表示满足模式切换条件,若 $Mp$ 为“0”表示不满足模式

切换条件,保持现有状态。

[0041] 其中, $M_p$ 为模式切换条件的类标识符, $f_1$ 表示判断函数, $N_2$ 表示高压转子相对换算转速,设定可转换阈值,判断是否满足阈值条件; $\pi_{cdf_s}$ 表示CDFs总压比(CDFS出口总压 $P_{25}$ /CDFS进口静压 $P_{23}$ ),设定可转换阈值,判断是否满足阈值条件; $R_a$ 表示模式选择阀回流裕度( $P_{s225}-P_{s23}$ )/ $P_{s23}$ ,设定可转换阈值,判断是否满足阈值条件; $dN_2/dt$ 为对 $N_2$ 求微分,表示相对转速变量率;当 $dN_2/dt < \text{定值}$ ,且 $N_2$ 、 $\pi_{cdf_s}$ 、 $R_a$ 分别满足设定的可转换阈值,则置 $M_p$ 为“1”,表示满足模式切换条件;若 $dN_2/dt \geq \text{定值}$ ,无论 $N_2$ 、 $\pi_{cdf_s}$ 、 $R_a$ 是否满足设定的可转换阈值,均置 $M_p$ 为“0”,表示不满足模式切换条件。

[0042] 优选地,飞行员模式切换指令 $MB$ 与模式切换条件 $M_p$ 同时为“1”(表示为 $MB \& M_p = 1$ )则进行模式选择阀切换控制。

[0043] 步骤4、根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的相对物理转速执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大相对物理转速 $N_{2.\max}$ ,根据所述最大相对物理转速 $N_{2.\max}$ ,计算获得第二燃油供油量;

[0044] 其中,最大相对物理转速 $N_{2.\max}$ 执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,满足最大相对物理转速 $N_{2.\max} = f_2(M_{sv}, T_2)$ ,该限制计划数组采用两组分段式数组,根据所述模式选择阀的位置状态确定最大相对物理转速 $N_{2.\max}$ 执行对应的数组。

[0045] 根据所述模式选择阀的位置状态,将相对于发动机进口温度 $T_2$ 下的最大排气温度执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,获得最大排气温度 $T_{5.\max}$ ,根据所述最大排气温度 $T_{5.\max}$ ,计算获得第三燃油供油量;

[0046] 其中,最大排气温度 $T_{5.\max}$ 执行设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的限制计划数组,该限制计划数组采用两组分段式数组,最大排气温度 $T_{5.\max} = f_3(M_{sv}, T_2)$ ;

[0047] 根据设定的与所述模式选择阀的位置状态对应的压气机出口压力 $P_{3.\max}$ ,计算获得第四燃油供油量;其中,压气机出口压力 $P_{3.\max}$ 最大限制值为定值;

[0048] 根据设定的最大供油量限制 $w_f.\max$ ,计算获得第五燃油供油量;

[0049] 将所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量、所述第四燃油供油量以及所述第五燃油供油量进行对比,将对比结果的最小值作为中间供油量 $w_{fDem.zj1}$ ;

[0050] 步骤5、基于发动机动态模型,制定减速限制计划 $w_{fDemDec} = f_5(N_2, T_2, P_3)$ ,和加速限制计划 $w_{fDemAcc} = f_4(N_2, T_2, P_3)$ ,并实时获取机载运行参数,根据所述机载运行参数实时计算,获得第六燃油供油量和第七燃油供油量;

[0051] 其中,所述机载运行参数包括:高压转速相对CDFs进口换算转速 $N_2$ 、转差值、CDFs进口总压 $P_{23}$ 、CDFs进口静压 $P_{s23}$ 、CDFs出口总压 $P_{25}$ ,模式选择阀后端混合室静压 $P_{s225}$ 。

[0052] 本实施例中,根据经典控制理论算法,通过控制系统分别计算所述第一燃油供油量、所述第二燃油供油量、所述第三燃油供油量以及所述第四燃油供油量。

[0053] 步骤6、计算转速给定值 $N_{2Dem}$ 与实际的转速值 $N_2$ 之间的差值,将所述差值与设定的转差阈值进行比较,若所述差值大于设定的转差阈值,则判断为加减速状态,若所述差值小于设定的转差阈值,则判断为稳态;

[0054] 若处于加减速状态,则实时比较所述第六燃油供油量与所述中间供油量

wfDem.zj1的大小,取比较结果的最大值作为输出供油量wfDem.zj2;将所述输出供油量wfDem.zj2与第七燃油供油量进行比较,取比较结果的最小值作为输出供油量wfDem.zj3;将所述输出供油量wfDem.zj3与第八燃油供油量进行比较,取比较结果的最大值作为控制供油量wfDem。

[0055] 可选地,如果判断为减速,则输出供油量按减速供油量 $wfDemDec = f_5(N2, T2, P3)$ 执行,且满足与中间供油量wfDem.zj1比较取大值的要求。

[0056] 可选地,如果判断为加速,则输出供油量按加速供油量 $wfDemAcc = f_4(N2, T2, P3)$ 执行,且满足与中间供油量wfDem.zj2比较取小值的要求。

[0057] 可选地,如果判断为稳态,则供油量按第一燃油供油量执行,第一燃油供油量由油门杆位置与转速闭环计算得到。

[0058] 可选地,所述燃油供油量在最后都应满足不小于第八燃油供油量的要求,所述第八燃油供油量由最小燃油供油量wf.min确定。

[0059] 其中:MB为飞行员模式切换的指令;Mp为模式切换条件的类标识符;Msv为模式选择阀反馈位移; $\pi cdfs$ 为CDFS总压比;Ra为回流裕度; $dN2/dt$ 为相对转速变量率,设定值;Pla为实际油门杆角度,T2为发动机进口总温,T5为高压涡轮后温度测量值,P23为CDFS进口总压;P25为CDFS出口总压;Ps23为CDFS进口静压;Ps225为模式选择阀后端混合室静压;P3为压气机出口总压,N2为发动机高压转速相对物理转速,N2r为高压转速相对CDFS进口换算转速,wfDem.max为加速作用下供油量限制,是根据发动机最大允许排气温度T5.max、最大允许压力P3.max、最大供油量限制值为wf.max、最大相对物理转速N2.max限制计划中供油量的最小值,wfDemDec为减速作用下供油量,wf.min为最小供油量的限制值。

[0060] 本实施例的一种专门用于双外涵发动机的加速限制计划,明确了双外涵发动机加速限制计划使用方法,对双外涵发动机加速过程,预判了加速时模式转换带来的风险,并采取保护措施,提高了运行安全性。

[0061] 以上所述,仅为本申请的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

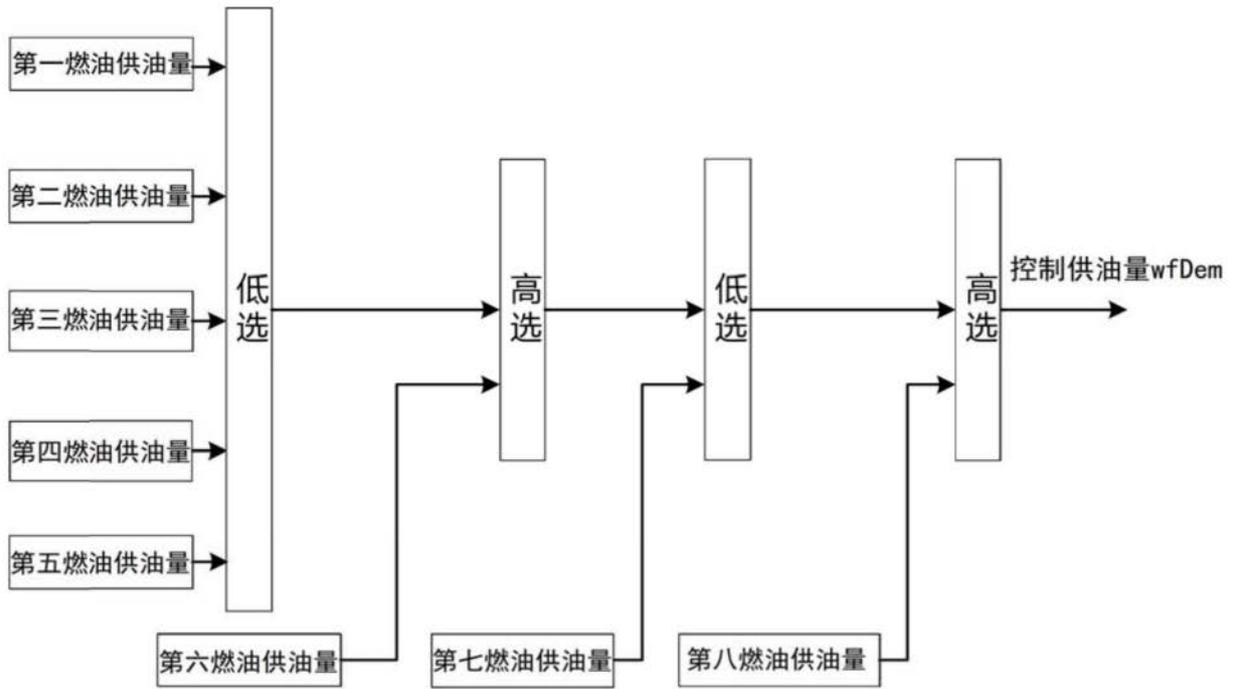


图1